

METHOD OF INITIAL ALIGNMENT OF INERTIAL NAVIGATIONAL SYSTEM

Patent number: RU2215994
Publication date: 2003-11-10
Inventor: ANDREEV A G; ERMAKOV V S; SEVEROV L A;
MAKSIMOV A G; JAKUSHIN S M
Applicant: PROIZV PRIBOROSTROITEL NAJA KO;; PERM
NAUCHN AOOT
Classification:
- international: G01C21/18
- european:
Application number: RU20020113869 20020527
Priority number(s): RU20020113869 20020527

Report a data error here

Abstract of RU2215994

FIELD: initial alignment of inertial navigational systems. **SUBSTANCE:** gyro- stabilized platform of inertial navigational system is immovably stabilized relative to inertial coordinate system. Signal from accelerometers are measured at initial period of time and measurement is repeated after small interval. Elements of matrix of direction cosines are calculated between inertial and normal coordinate systems. On base of elements of matrix of direction cosines thus calculated orientation of inertial coordinate system connected with gyrostabilized platform is determined relative to normal coordinate system. **EFFECT:** enhanced accuracy; reduced duration of alignment procedure.

Data supplied from the *esp@cenet* database - Worldwide



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 215 994⁽¹³⁾ C1

(51) МПК⁷ G 01 C 21/18

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2002113869/28, 27.05.2002

(24) Дата начала действия патента: 27.05.2002

(46) Дата публикации: 10.11.2003

(56) Ссылки: Бромберг П.В. Теория инерциальных навигационных систем. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979, с.296. RU 2160216 C1, 10.12.2000. RU 2011950 C1, 30.04.1994. GB 1394663 A, 21.05.1975. FR 2514890 A1, 22.04.1983.

(98) Адрес для переписки:
614600, г.Пермь, ГСП-590, ул. 25 Октября,
106, ОАО Пермская научно-производственная
приборостроительная компания, ОНТ,
патентное бюро

(71) Заявитель:
Открытое акционерное общество Пермская
научно-производственная
приборостроительная компания

(72) Изобретатель: Андреев А.Г.,
Ермаков В.С., Северов Л.А., Максимов
А.Г., Якушин С.М.

(73) Патентообладатель:
Открытое акционерное общество Пермская
научно-производственная
приборостроительная компания

(54) СПОСОБ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области инерциальных навигационных систем и может быть использовано для реализации режима их начальной выставки. Гиросtabilизированную платформу инерциальной навигационной системы стабилизируют неподвижно относительно инерциальной системы координат. Измеряют сигналы с акселерометров в начальный момент времени, затем измерения повторяют через малый зафиксированный интервал времени. Вычисляют элементы матрицы

направляющих косинусов между инерциальной и нормальной системами координат. На основе вычисленных элементов матрицы направляющих косинусов определяют ориентацию инерциальной системы координат, связанной с гиросtabilизированной платформой, относительно нормальной системы координат. Технический результат состоит в повышении точности и сокращении продолжительности начальной выставки инерциальной навигационной системы.

RU 2 215 994 C 1

RU 2 215 994 C 1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 215 994** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.⁷ **G 01 C 21/18**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 2002113869/28, 27.05.2002

(24) Effective date for property rights: 27.05.2002

(46) Date of publication: 10.11.2003

(98) Mail address:
614600, g. Perm', GSP-590, ul. 25 Oktjabrja,
106, OAO Permskaja nauchno-proizvodstvennaja
priborostroitel'naja kompanija, ONT,
patentnoe bjuro

(71) Applicant:
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Permskaja
nauchno-proizvodstvennaja
priborostroitel'naja kompanija

(72) Inventor: Andreev A.G.,
Ermakov V.S., Severov L.A., Maksimov
A.G., Jakushin S.M.

(73) Proprietor:
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo Permskaja
nauchno-proizvodstvennaja
priborostroitel'naja kompanija

(54) **METHOD OF INITIAL ALIGNMENT OF INERTIAL NAVIGATIONAL SYSTEM**

(57) Abstract:

FIELD: initial alignment of inertial navigational systems. SUBSTANCE: gyro-stabilized platform of inertial navigational system is immovably stabilized relative to inertial coordinate system. Signal from accelerometers are measured at initial period of time and measurement is repeated after small interval. Elements of matrix of

direction cosines are calculated between inertial and normal coordinate systems. On base of elements of matrix of direction cosines thus calculated orientation of inertial coordinate system connected with gyro-stabilized platform is determined relative to normal coordinate system. EFFECT: enhanced accuracy; reduced duration of alignment procedure.

RU 2 215 994 C1

RU 2 215 994 C1

Изобретение относится к области инерциальных навигационных систем (ИНС) и может быть использовано для реализации режима их начальной выставки.

Известен способ начальной выставки платформенных ИНС (например, полуаналитической ИНС), заключающийся в физическом приведении гиростабилизированной платформы (ГСП) в плоскость горизонта (горизонтировании) и последующем гироскопировании на основе измеряемых сигналов с акселерометров и управления ГСП посредством датчиков моментов гироскопов [1, с. 354-371].

От точности начальной выставки зависит, как известно, и точность вычисления выходных параметров ИНС. При этом очевидно, что применение датчиков моментов гироскопов является неизбежным источником погрешностей начальной выставки. Причина этого заключается в неидеальности электромеханических характеристик датчиков момента. Кроме того, процедура физического горизонтирования ГСП увеличивает время начальной выставки, а погрешность "аналитического" гироскопирования, основанного на вычислении азимутального угла, определяется многими факторами, зависящими от погрешностей горизонтирования ГСП [1, с. 371, последний абзац].

Для повышения точности начальной выставки платформенной ИНС и сокращения ее продолжительности предлагается использование платформенной ИНС в неуправляемом режиме работы гироскопов, при котором ГСП стабилизируется неподвижно в инерциальном пространстве, а процедура физического горизонтирования ГСП отсутствует. В этом случае реализуется режим работы ИНС аналитического типа [2, с. 142, 2 абзац сверху; с. 178].

Данный технический результат достигается тем, что ГСП инерциальной навигационной системы стабилизируется неподвижно относительно инерциальной системы координат, затем измеряют сигналы с акселерометров в начальный момент времени t_0 , затем в моменты времени $t = t_0 + \delta t$, где δt - малый фиксированный интервал времени, и определяют ориентацию инерциальной системы координат, связанной с гиростабилизированной платформой, относительно нормальной системы координат с помощью матричного соотношения

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix},$$

где M - матрица направляющих косинусов между нормальной $X_0 Y_0 Z_0$ и инерциальной $X_i Y_i Z_i$ системами координат; ось Y_0 направлена на север, ось X_0 - на восток, ось Z_0 - по местной вертикали вверх.

Рассмотрим стандартные системы координат: нормальную $X_0 Y_0 Z_0$, две ортогональные оси которой связаны с плоскостью горизонта и ориентированы на север Y_0 и восток X_0 , а третья направлена по местной вертикали вверх Z_0 , и инерциальную систему координат $X_i Y_i Z_i$, связанную с осями ГСП [3, с. 38]. Зададим матрицу

направляющих косинусов между этими двумя системами координат

$$M = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix}.$$

Для решения задачи начальной выставки ИНС необходимо определить матрицу M в виде ее элементов m_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) с тем, чтобы в дальнейшем эту информацию можно было использовать в рабочем режиме ИНС. Это можно сделать на основе измерений сигналов с акселерометров в два фиксированных момента времени по следующим формулам:

$$m_{31} = \frac{A_{01}}{g}; \quad m_{32} = \frac{A_{02}}{g}; \quad m_{33} = \frac{A_{03}}{g};$$

$$m_{11} = \frac{\Delta_{11}}{\Delta}; \quad m_{12} = \frac{\Delta_{12}}{\Delta}; \quad m_{13} = \frac{\Delta_{13}}{\Delta};$$

$$m_{21} = m_{32} m_{13} - m_{12} m_{33};$$

$$m_{22} = m_{11} m_{33} - m_{31} m_{13}; \quad (1)$$

$$m_{23} = m_{31} m_{12} - m_{11} m_{32},$$

где A_{01} , A_{02} , A_{03} - сигналы, измеренные с акселерометров, расположенных на ГСП соответственно по осям X_i , Y_i , Z_i , в начальный момент времени t_0 .

g - ускорение свободного падения ($g = \text{const}$ для заданного местоположения системы),

$\Delta = \omega \delta t^3 g^3 \left(\frac{1}{4} \delta t^2 \omega_y^2 + \omega_z^2 \right)$, $\omega_y = \Omega \cos \varphi$, δt - малый фиксированный интервал времени, Ω - угловая скорость вращения Земли, φ - широта местоположения навигационной системы;

$$\begin{aligned} \Delta_{11} = & A_{11} \omega_y^2 \delta t^2 g^2 + \frac{1}{4} A_{11}^2 \omega_y^2 \delta t^4 g^2 - m_{31}^2 \omega_y^2 \delta t^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{31}^2 \omega_y^2 \delta t^2 + \frac{1}{2} m_{31} \omega_y^2 \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} A_{31}^2 \omega_y^2 \delta t^2 \omega_z^2, \\ & + \frac{1}{2} A_{12} m_{33} \omega_y \delta t^2 + \frac{1}{4} A_{12}^2 m_{33} \omega_y \delta t^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{32} m_{31} \omega_y \delta t^2 + \frac{1}{8} m_{32}^2 \omega_y \delta t^2 + \frac{1}{4} A_{13} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{2} A_{13} m_{32} \omega_y \delta t^2 \omega_z + \frac{1}{4} A_{33} m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \frac{1}{8} A_{33}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta_{12} = & A_{12} \omega_y \delta t^2 g^2 - \frac{1}{2} m_{32} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{32}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{2} A_{13} m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{13}^2 m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{13} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{33} m_{32} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} m_{32}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{11} m_{32} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{31} m_{32} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} m_{32}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{12} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{32} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} m_{32}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta_{13} = & A_{13} \omega_y \delta t^2 g^2 - \frac{1}{2} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{33}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{2} A_{12} m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{12}^2 m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{12} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{32} m_{31} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} m_{31}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{4} A_{11} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 - \\ & - \frac{1}{4} A_{31} m_{33} \omega_y \delta t^2 \omega_z^2 + \frac{1}{8} m_{33}^2 \omega_y \delta t^2 \omega_z^2; \end{aligned}$$

A_{11} , A_{12} , A_{13} - сигналы, измеренные с акселерометров в момент времени $t = t_0 + \delta t$;

$$a = \Omega^2 \cos \varphi \sin \varphi; \quad b = \Omega^2 \cos^2 \varphi.$$

Таким образом, связь между нормальной системой координат и инерциальной будет иметь вид:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_g = M \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_i, \quad (2)$$

Соотношение (2) полностью решает задачу начальной выставки инерциальной навигационной системы, поскольку однозначно определяет взаимную ориентацию инерциальной системы координат, физически реализуемой с помощью ГСП, и нормальной системы координат с направлениями осей на север, восток и по местной вертикали вверх.

Способ начальной выставки инерциальной навигационной системы реализуется следующим образом: ГСП инерциальной навигационной системы (например, в четырехосном кардановом подвесе) стабилизируют неподвижно в инерциальном пространстве, измеряют сигналы с акселерометров в начальный момент времени t_0 , затем измерения повторяют для момента времени $t = t_0 + \Delta t$ с малым фиксированным интервалом времени Δt (например, 5 с), вычисляют по формулам (1) элементы матрицы направляющих косинусов M и определяют ориентацию инерциальной системы координат относительно нормальной системы координат с помощью матричного соотношения (2).

Источники информации

1. Гирскопические системы. Гирскопические приборы и системы: Учеб. для вузов по спец. "Гирскоп, приборы и устройства" / Д.С.Пельпор, И.А.Михалев, В.А.Бауман и др.; под ред. Д.С.Пельпора. - М.: Высш. шк., 1988. - 424 с.

2. Бромберг П.В. Теория инерциальных навигационных систем. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. - 296 с.

3. Михеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. - М.: Машиностроение, 1990. - 144 с.

Формула изобретения:

Способ начальной выставки инерциальной навигационной системы, включающий измерения с акселерометров, установленных на гиросtabilизированной платформе, отличающийся тем, что гиросtabilизированную платформу инерциальной навигационной системы стабилизируют неподвижно относительно инерциальной системы координат, измеряют сигналы с акселерометров в начальный момент времени t_0 , а затем в момент времени $t = t_0 + \Delta t$, где Δt - малый фиксированный интервал времени, и определяют ориентацию инерциальной системы координат, связанной с гиросtabilизированной платформой, относительно нормальной системы координат с помощью матричного соотношения

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_g = M \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_i,$$

где M - матрица направляющих косинусов между нормальной $X_0 Y_0 Z_0$ и инерциальной $X_i Y_i Z_i$ системами координат; ось Y_0 направлена на север, ось X_0 - на восток, ось Z_0 - по местной вертикали вверх.

RU 2 2 1 5 9 9 4 C 1

RU 2 2 1 5 9 9 4 C 1